

通航飞机新能源动力改型设计可行性初探



李岩¹, 谭广琨², 赵志高¹, 张文琦¹

1. 中国航空研究院, 北京 100012

2. 工信(北京)产业发展研究院有限公司, 北京 100041

摘要: 新一代飞机迫切需要研究的核心技术之一是航空能源转型技术, 而降低飞机碳排放的有效途径是发展氢能动力飞机。本文分析了氢能飞机的推进技术和储存技术, 构建了氢能飞机改型设计优化方法, 针对某通航飞机利用该方法对不同的能源方案进行了计算和优化, 验证了不同能源动力方案的可行性。进一步对不同的动力装置组合进行了优化对比分析, 分析了不同发动机方案带来的重量收益, 并给出了不同起飞重量的飞机采用不同能源动力系统的重量, 以期不同类型和用途的飞机选取能源动力方案提供参考。

关键词: 氢能飞机; 重量收益; 能源动力; 改型; 设计优化

中图分类号: V11

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.01.010

为应对气候变化, 低碳转型是人类社会的必然要求。中国绿色发展的坚定方向就是碳中和。我国提出力争到2030年实现碳达峰、到2060年实现碳中和。航空业的快速增长所带来的温室气体排放, 对气候和环境的影响越来越大。航空工业发展也像其他交通运输业一样, 是实现碳达峰和碳中和目标的关键^[1]。

国际民航组织(ICAO)预测, 若继续使用和推进传统航空技术, 将无法实现到2050年减少碳排放量至2005年的一半的目标^[2]。因此, 航空业实现碳减排的重要任务之一就是开发和发展可持续的航空工业技术, 包括氢燃料、生物燃料和太阳能等石化燃料之外的替代能源^[3-4]。

相关资料研究表明, 标准航空燃料的能量密度是氢燃料能量密度的1/3。利用氢能作为动力可以实现二氧化碳零排放, 并可有效地降低排放其他污染物, 氢能相比传统能源具有非常明显的优势。因此, 航空工业实现碳中和的重要发展趋势和主要途径之一是发展氢动力航空技术^[5]。

国外发达国家对氢能的研发加大投入, 加氢站、乘用车、电解水制氢厂、公交车、重型交通等领域得到了重点支持^[6-7]。2021年初, 英国启动了“零碳飞行”(FlyZero)项目, 该项目的主要目的是探讨大型民用飞机实现完全零碳排放

的可行性, 以绿色液氢能源为基础的新一代民用航空产业零碳排放发展愿景最终形成^[3]。

对未来空中运输系统的构建演进设想如图1所示。超低空低速飞行(小于500m)以旋翼无人机为主, 动力主要是电动机, 能源主要是锂电池。在低空低速飞行(大于500m、小于1000m)中, 以小型直升机或通用直升机为主, 其动力主要是活塞发动机或涡轴发动机, 燃料主要是液氢、航空汽油或煤油。中空亚声速飞行主要采用小型固定翼飞机、中大型直升机、旋翼飞机等, 动力主要是活塞式发动机、涡轴发动机、涡桨发动机等, 燃料主要是航空汽油或煤油。高空亚声速飞行, 主要是涡喷客机、运输机等, 其动力主要是涡喷发动机, 燃料是航空煤油。而超高空跨声速和超声速飞行, 目前投入过商业运营的只有“协和”号飞机和图-144客机, 采用多台涡喷发动机, 燃料主要是航空煤油^[8]。

对于上述采用传统航空煤油的飞机, 氢能或锂电池未来可以作为替代能源, 其中在低空eVTOL、1.5t级以下轻型通用飞机方面, 以锂电池为能源动力的航空器已有诸多实践^[4]。本文重点分析1.5~10t级低中空螺旋桨飞机使用氢燃料电池为能源动力, 并对中高空中干线、新概念、超声速航空器的氢涡轮动力应用可行性进行展望。

收稿日期: 2023-07-25; 退修日期: 2023-10-27; 录用日期: 2023-12-07

引用格式: Li Yan, Tan Guangkun, Zhao Zhigao, et al. Feasibility study on new energy power retrofit design for general aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(01): 91-96. 李岩, 谭广琨, 赵志高, 等. 通航飞机新能源动力改型设计可行性初探[J]. 航空科学技术, 2024, 35(01): 91-96.

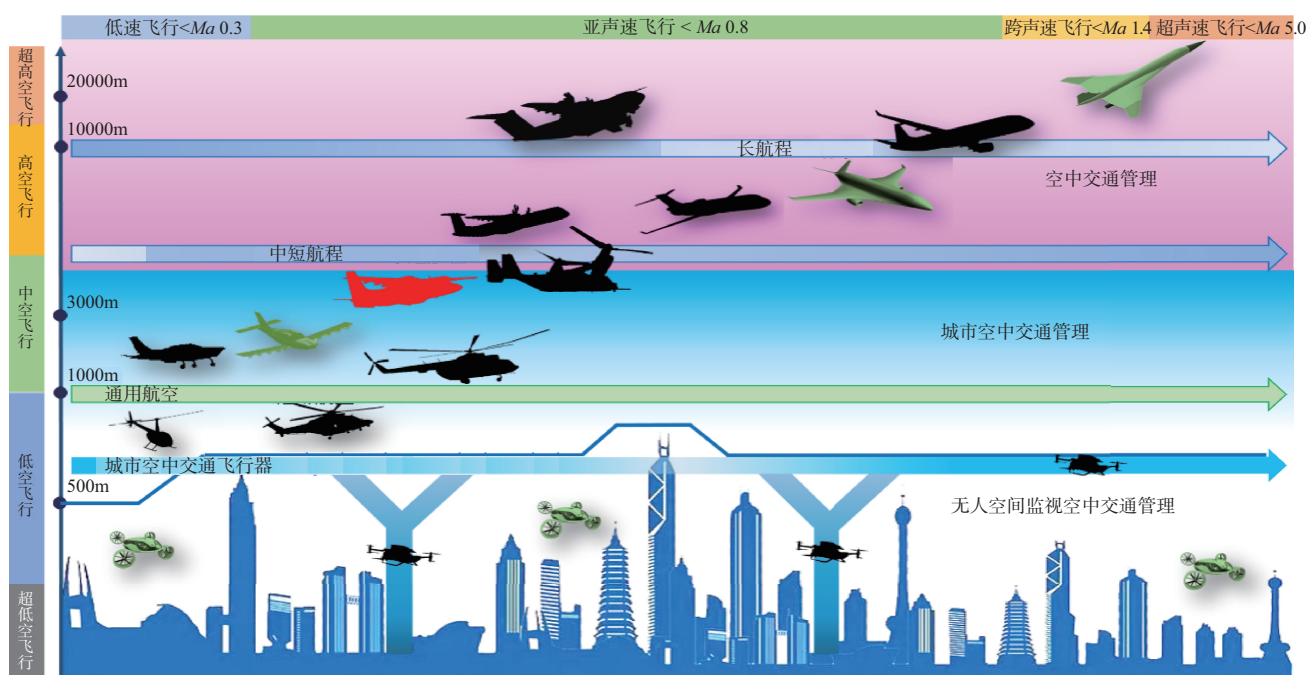


图1 未来空中运输系统构建演进设想

Fig.1 Evolution of future air transportation system construction

本文首先分析氢能飞机的关键技术,然后构建氢能飞机改型设计优化方法,针对某通航飞机,利用该方法对不同的能源方案进行计算和优化,证明其可行性。进一步对不同的动力装置进行优化分析,计算分析不同发动机方案带来的重量收益,以及不同级别飞机的动力系统重量,以期为不同类型和用途的飞机选取能源动力方案提供参考。

1 氢能飞机的关键技术分析

1.1 氢能推进技术

发动机推进效率随速度的变化曲线如图2所示。由图2可知,纯涡轮喷气、高/低涵道比内外涵涡轮喷气的推进效率随速度增加都是持续变大的。而采用涡轮螺旋桨动力,其推进效率随速度增加呈先增大后减小趋势,推进效率的拐点大概是速度为600km/h时。在速度小于600km/h时,与涡喷动力相比,采用涡轮螺旋桨动力的推进效率是最高的。

目前,氢能飞机推进系统的两个最受关注的方向是氢涡轮和氢燃料电池,氢涡轮推进系统和氢燃料电池系统的框架分别如图3和图4所示。氢涡轮的两种形式包括氢涡轮电动风扇发动机和氢涡轮风扇发动机。氢涡轮电动风扇发动机是通过涡轮带动发电机发电,电驱动电机通过带动风扇产生推力;氢涡轮风扇发动机的结构与现役航空涡轮发动机基本相同,在燃烧室内燃烧,推动涡轮带动风扇产生推力。氢燃料代替石化燃料作为能源,其燃烧过程不会生成二氧化碳、

一氧化碳和硫化物等污染物,仅产生些水蒸气和部分氮氧化物。使用氢燃料过程中虽然会因水蒸气凝结形成部分尾迹云,但氢燃料仍可有效降低飞行过程对气候的影响^[9-10]。

与氢涡轮风扇发动机相比,氢燃料电池推进系统是通过电化学反应产生电的。内部氢电化学反应环境纯净,水蒸气凝结核极少产生,形成的尾迹云也大大削弱^[9]。虽然材料和制造领域的不断进步和发展使氢燃料电池的能量密度得到了大幅提升,但氢燃料电池仍存在诸多问题,包括单体输出功率低、使用寿命短和能量密度低等。为进一步延长寿命

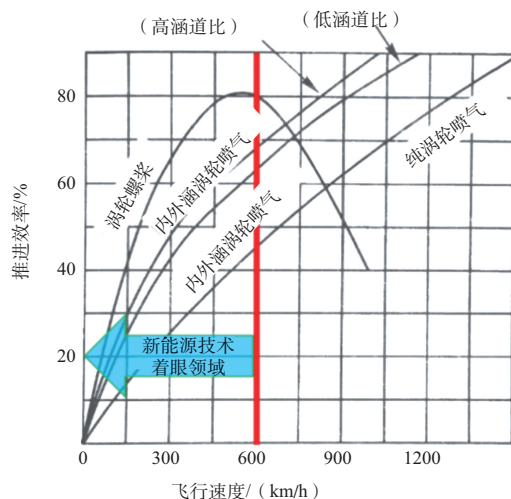


图2 不同发动机类型的推进效率变化图

Fig.2 Plot of propulsion efficiency changes by engine type

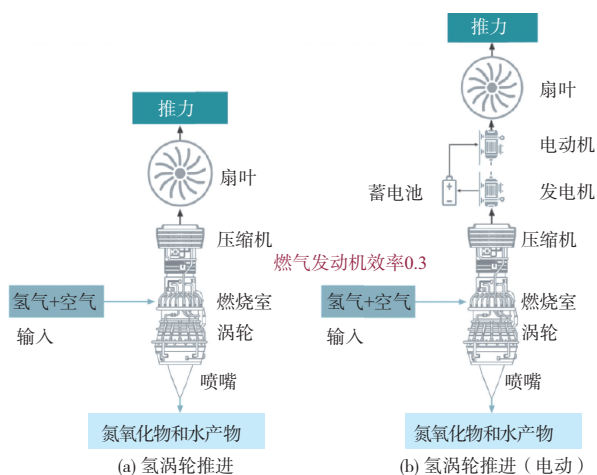


图3 氢涡轮推进系统框图

Fig.3 Block diagram of a hydrogen turbine propulsion system

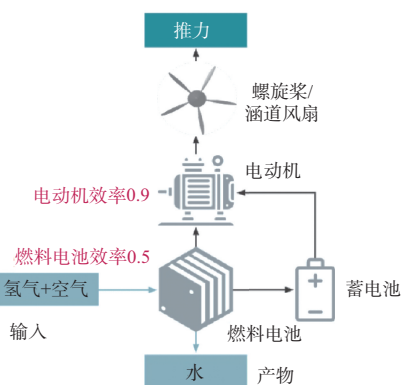


图4 氢燃料电池系统框图

Fig.4 Block diagram of hydrogen fuel cell system

(超过25000h)、提高电池功率密度,未来需要采用一系列的材料、设计和技术,如电池一体化结构设计、新型电极材料、高效水热管理和运行控制等方法。同时,还需要进一步提高系统输出功率,扩大工作温度范围和电池模块化设计。

1.2 氢燃料储存技术

目前,氢能飞机机载氢燃料的存储普遍采用高压气体或低温液体储罐技术。若以压缩气体形式储氢,会给飞机质量和体积要求带来巨大挑战。而最有前途的技术途径之一是使用液态氢形式储存。以极低温度(低于 -253°C)储存液态氢燃料,同时为防止液氢沸腾,储罐中需要维持恒定压力,这会使液氢储罐的结构和配套冷却系统变得很复杂,进而导致整体系统的质量能量密度和安全性大大降低。与传统机翼油箱不同,应采用球形或柱状储罐储存液氢燃料。因此,需要调整或重新设计现有的中远程客机的机体结构,以适应液氢储罐的存放。机身尺寸、形状以及航程长短和飞行任务决定了储罐的大小。液氢储罐会增加机体尺寸,进而导致客舱

空间减小,带来飞行阻力和飞行成本的增加。对于飞行距离超过10000km、载客量超过250人的中大型远程客机,因液态氢储罐增加的重量,传统客机结构无法满足设计要求,需要对机体进行全新、革命性的设计,提高飞机内部空间结构利用率^[9],如箱式机翼结构等,如图5和图6所示。

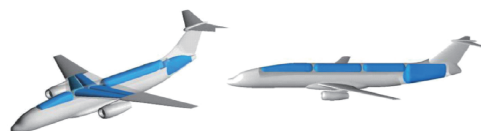


图5 氢罐与机身融合的常规布局

Fig.5 The conventional layout of the hydrogen tank fused with the fuselage

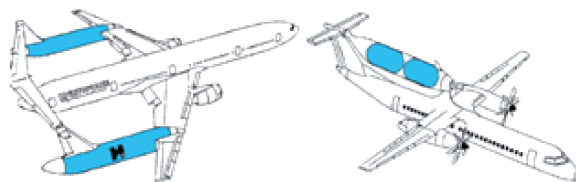


图6 氢罐独立式外置常规布局

Fig.6 Hydrogen tank freestanding external conventional layout

2 新能源改型设计分析方法

为实现零排放的目标,需要进行航空能源转型,目前有多种航空零排放方案,包括氢燃料电池、电池电能、生物/合成燃料。这几种方案各自都有优缺点,而采用哪一种方案进行航空能源转型,应根据不同应用特点来选择,商用飞机、军用飞机、大飞机、小飞机因目标各不同,其选取的方案也不同,需要合理设计和计算适合不同飞机的方案。因此,需要使用氢能改型优化设计方法,计算和分析不同级别飞机改成不同氢能动力的重量变化,以判别方案的优劣。

2.1 新能源改型优化设计方法

氢能飞机的改型设计及优化分析方法包括总体参数分析、飞行速度与功率需求计算、巡航起降状态升力分析、动力电机指标计算分析、液氢能量与重量(质量)容积分析、重量收益权衡、飞行阶段功率匹配计算,如图7所示。通过总体参数分析,得到起飞重量、燃油重量、最大商载、机翼面积和螺旋桨拉力;再经过飞行速度与功率需求计算,得到不同飞行速度及其功率需求,基于原始数据巡航、起降状态升力分析,计算出飞机在巡航和起降时所需的升力和升阻比;根据动力电机指标,分析得出不同的动力系统的额定当量轴功率、限制使用轴功率和重量体积;由液氢能量与重量容积分

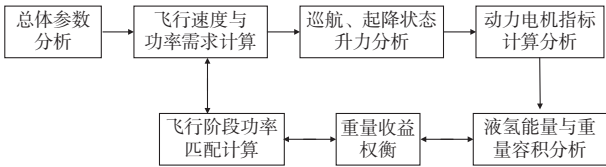


图7 氢能飞机的改型设计及优化分析流程

Fig.7 Modification design and optimization analysis process of hydrogen aircraft

析得出需要液氢重量、当量体积以及容器体积;然后计算飞行阶段匹配功率,通过重量收益权衡得到减少的重量值。

2.2 新能源改型设计可行性分析

某型燃油飞机的参数和数值见表1,采用2.1节的改型设计及优化分析方法得到改型后的飞机总体参数。

采用与燃油飞机相同的气动外形,设计航时为1.75h(满座最大航时的50%),采用两台推进功率为735kW的动力电机,能源分别采用锂电池、氢气燃料和液氢燃料。计算结果见表2和表3。由表2可以看出,因为锂电池的能量密度比较低,导致需要的电池重量过大,电池重量比飞机的起飞重量更大,动力电机功重比太小,所以目前阶段使用锂电池进行改型优化并不可行。由表3可以看出,采用氢气燃料的改型设计因为氢气体积过大,相应的储罐体积也过大,导致储罐重量过重,采用氢气燃料的电力装置重量过大,是飞机起飞重量的53.93%,所以使用氢气燃料进行改型也不行。

采用液氢燃料进行改型设计,液氢燃料动力电机系统的比氢耗 F_H 如式(1)所示

$$F_H = \frac{1}{\eta_F \eta_H E_H} \quad (1)$$

式中, η_F 为动力电机转化效率,取0.9; η_H 为氢燃料电池效率,取0.5; E_H 为液氢能量密度,取40kW·h/kg,所以使用液氢燃料动力电机系统的比氢耗 F_H 为0.0556kg/kW·h,而使用式(1)计算出的燃油发动机的比油耗为0.2625kg/kW·h(燃油发动机效率为0.3,燃油能量密度为12.7kW·h/kg)。可以看出,液氢动力系统的效率更高,其比氢耗是燃油发动机比油耗的0.21。所以,设计航时1.75h的液氢及动力电机装置总重为2.18t,是起飞重量的25.97%,对于10t量级的通用飞机,基本可以保持有效商载,且液氢的重量较小,对飞机重心影响很小,对飞行控制没有影响,所以采用液氢燃料改型设计是可行的。

3 动力系统改型方案设计及分析

3.1 液氢动力系统及螺旋桨改型设计优化

根据第2节可行性分析,应采用液氢燃料和动力电机进行改型设计,后行李舱改为液氢储罐,取消燃油系统,改

表1 某型燃油飞机总体参数

Table 1 Overall parameters of a certain type of fuel aircraft

参数	数值
客舱座级/座	15~19
最大起飞重量/t	8.4
最大商载/t	3
经济巡航速度/(km/h)	380
最大平飞速度/(km/h)	430
双发使用升限/m	7000
满油最大航程/km	2255
满客最大航程/km	994
后货舱体积/m ³	2.68
比油耗/(kg/kW·h)	0.2625

表2 锂电池组能源改型设计及优化参数

Table 2 Lithium battery pack energy modification design and optimization parameters

参数	数值
推进功率/kW	735×2
巡航时间/h	1.75
电池能量密度/(W·h/kg)	300(一般200~285)
电池重量/kg	8575
电池比飞机重量/%	102.08
动力电机/kg	245.00
PT6A-65B重量/kg	220.64

表3 氢气和液氢燃料能源改型设计及优化参数

Table 3 Modification design and optimization parameters of hydrogen and liquid hydrogen fuel energy

参数	氢气燃料数值	液氢燃料数值
推进功率/kW	735×2	735×2
巡航时间/h	1.75	1.75
罐氢质量比	20	0.50
氢气能量密度/(kW·h/kg) (按50%燃烧效率)	20	20
氢气密度/(kg/m ³)	39.06	70.85
电堆质量功率密度/(kW/kg)	0.85	0.85
电堆体积功率密度/(kW/L)	4.00	4.00
氢气重量/kg	156.02	128.71
储罐重量/kg	2340.26	64.36
电堆重量/kg	1988.82	1988.82
电力装置总重/kg	4485.10	2181.90
电力装置重量比/%	53.93	25.97
氢气体积/m ³	3.99	1.82
储罐体积/m ³	4.82	2.19

为液氢系统,涡桨发动机改为动力电机。因某型通用飞机动力系统采用的是螺旋桨,针对采用不同的动力装置和螺旋桨组合进一步进行改型设计优化。

其中,主要设计参数包括:最大起飞重量为8400kg,设

计航程为1500km,设计航时为4.33h,巡航速度为395km/h,保持气动外形不变,采取分布式动力。方案设置为:方案1:采用两台735kW的动力电机,螺旋桨是5叶,直径为2.82m;方案2:采用6台250kW动力电机,螺旋桨是3叶,直径为1.74m;方案3:采用6台200kW动力电机,螺旋桨是3叶,直径为1.74m;方案4:采用10台120kW动力电机,螺旋桨是3叶,直径为1.34m。

针对上述4种方案,使用2.1节的改型优化设计方法,计算的总体参数结果见表4。由表4可看出,方案3和方案4的液氢电堆重量最小,方案2的液氢电堆重量最大,相应地,方案3和方案4重量收益最大,方案2重量收益最小。方案3和方案4中的液氢燃料及动力重量为2.113t,航程为1500km,所以改型设计优化可以减小动力系统和燃料重量,从而可以提高有效商载。

表4 不同螺旋桨和动力电机方案计算结果

Table 4 Calculation results of different propeller and power motor schemes

总体指标	方案1	方案2	方案3	方案4
起飞重量/kg	8400	8400	8400	8400
航时/h	4.33	4.33	4.33	4.33
航程/km	1500	1500	1500	1500
巡航速度/(km/h) (H3000m)	395	395	395	395
动力电/kW	735×2	250×6	200×6	120×10
PT6A-65B	1000HP(735kW)×2			
螺旋桨直径/m	2.82(5叶)	1.74(3叶)	1.74(3叶)	1.34(3叶)
液氢燃料重量/kg	225.84	227.60	221.94	221.94
液氢体积/m ³	3.19	3.21	3.13	3.13
液氢电堆重量/kg	1815.88	1852.94	1482.35	1482.35
重量收益/kg	-41.57	-88.97	382.19	382.19

3.2 不同航空能源及动力系统的起飞重量对比

针对不同类型的航空能源,利用2.1节的飞机总体参数估算方法,计算得出飞机不同级别起飞重量对应的动力系统重量(电池+动力电机及桨+电控等,或氢电池+液氢+储罐+动力电机及桨+电控等,或液氢+储罐+供气+燃气发动机),计算结果和曲线如图8所示。由图8可以看出,锂电池组重量在起飞重量大于2t级时,其重量增加过大,占起飞重量的比重也越来越大,因此在飞机起飞重量小于2t级时,飞机适合采用锂电池动力;起飞重量为2~10t级时,液氢动力重量增长不明显,占起飞重量的比重不大,可以保证有效商载,而起飞重量大于10t级时,液氢动力重量的占比逐渐增大,进而影响有效商载,所以飞机起飞重量为2~10t级时适

合采用液氢能源动力;飞机起飞重量大于10t级时,发动机燃油重量的占比不大,可以有效保证商载,飞机起飞重量大于10t级时适合采用可持续燃料/液氢燃料(SAF/LH)燃气涡轮动力。

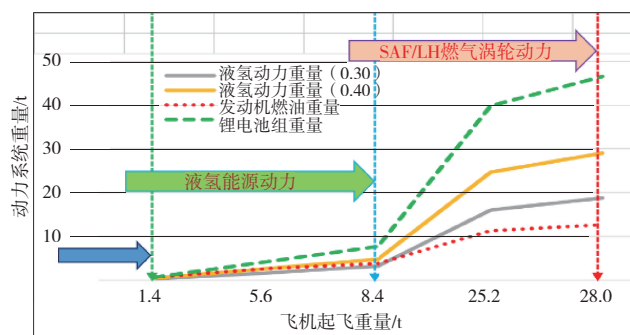


图8 不同类型航空能源的动力系统和起飞重量

Fig.8 Power systems and take-off weights for different types of aviation energy

4 结束语

本文分析了新能源飞机的关键技术氢能推进技术和氢燃料储存技术,构建了新能源飞机改型设计方法,通过该方法可以快速得到不同设计方案的总体参数以及重量收益等数据信息。利用该方法分析了锂电池、氢气和液氢能源的动力系统改型方案的可行性。进一步对不同的动力装置包括螺旋桨的叶数和发动机数量组合进行了对比优化分析,证明了多发动机方案更优,并给出了不同起飞重量的飞机采用不同能源动力系统的重量关系,证明了小型飞机适合采用锂电池动力,中小型飞机可采用液氢动力,而大于10t级的飞机适合采用燃气涡轮动力。计算的量化结果为不同类型和用途飞机选取能源动力方案提供了参考。 **AST**

参考文献

- [1] 李开省. 碳中和目标下航空能源转型研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(9):1-11.
Li Kaisheng. Research on the transformation of aviation energy under the goal of carbon neutrality [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(9):1-11. (in Chinese)
- [2] Aerospace Technology Institute. Electrical power systems[J]. Insight, 2018(7):1-6.
- [3] 王翔宇. 英国零碳飞行发展愿景分析[J]. 航空动力, 2022(3): 24-27.
Wang Xiangyu. Analysis to the development vision of FlyZero

- [J]. Aerospace Power, 2022(3):24-27. (in Chinese)
- [4] 李开省. 电动飞机核心技术研究综述[J]. 航空科学技术, 2019, 30(11):8-17.
Li Kaisheng. Summary of the research on core technology of electric aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(11):8-17. (in Chinese)
- [5] 李开省. 电动飞机技术的发展研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(1):1-7.
Li Kaisheng. Research on the development of electric aircraft technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(1):1-7. (in Chinese)
- [6] 李开省. 混合电推进支线客机的可行性分析[J]. 航空动力, 2020(2):32-35.
Li Kaisheng. Feasibility analysis on regional aircraft with hybrid electric propulsion system[J]. Aerospace Power, 2020(2):32-35. (in Chinese)
- [7] 王妙香. 零排放航空的技术途径浅析[J]. 航空动力, 2021(1):16-19.
Wang Miaoxiang. Analysis to the technology path on zero-emission aviation[J]. Aerospace Power, 2020(1):16-19. (in Chinese)
- [8] 《世界飞机手册》编写组. 世界飞机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.
Compiling Group of World Aircraft Manual. World aircraft manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011. (in Chinese)
- [9] 张扬军, 彭杰, 钱煜平, 等. 氢能航空的关键技术与挑战[J]. 航空动力, 2021(1):20-23.
Zhang Yangjun, Peng Jie, Qian Yuping, et al. Key technologies and challenges of hydrogen powered aviation[J]. Aerospace Power, 2021(1):20-23. (in Chinese)
- [10] 曹冠杰, 王业辉, 孙小金. 氢能航空发展现状分析[J]. 航空动力, 2022(2):29-33.
Cao Guanjie, Wang Yehui, Sun Xiaojin. Development status of hydrogen in aviation[J]. Aerospace Power, 2022(2):29-33. (in Chinese)

Feasibility Study on New Energy Power Retrofit Design for General Aircraft

Li Yan¹, Tan Guangkun², Zhao Zhigao¹, Zhang Wenqi¹

1. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

2. Industrial Development Research Institute of Industry and Information Technology (Beijing) Co., Ltd., Beijing 102211, China

Abstract: Aviation energy transformation technology is one of the core technologies that the new generation of aircraft urgently needs to study. The development of hydrogen aircraft is an effective way to reduce carbon emissions. This paper first analyzes the propulsion technology and storage technology of the hydrogen aircraft. Then the optimization method of the modified design of the hydrogen aircraft is constructed, which is used to calculate and optimize different energy schemes, and verifies the feasibility of different energy power schemes. Further different power plant combinations are optimized and compared, and the weight benefits of different engine schemes are analyzed. The weights of different energy power systems used by aircraft with different takeoff weights are given. It is expected to provide reference for selecting energy and power schemes for different types and uses of aircraft.

Key Words: hydrogen energy aircraft; weight gain; energy power; modification; design optimization